

**Aircraft air eddies also generate a break eddy between the wing tip and fuselage in an opposite twist to the main air eddy from the wings to merge them together to break down the main eddy behind the aircraft**

Patent Number: DE19909190  
Publication date: 2000-09-14  
Inventor(s): STUFF ROLAND (DE); VOLLMERS HEINRICH (DE)  
Applicant(s): DEUTSCH ZENTR LUFT & RAUMFAHRT (DE)  
Requested Patent: ☐ DE19909190  
Application Number: DE19991009190 19990303  
Priority Number(s): DE19991009190 19990303  
IPC Classification: B64C23/06  
EC Classification: B64C23/06A  
Equivalents:

---

**Abstract**

---

To reduce air eddies at an aircraft wing, at least one break eddy (15) is generated at a point between the wing tip (9) and the fuselage (2), with an opposite twist to the twist direction of the main eddy (14) from the wings. The main eddy (14) is degraded over a flight length of at least 20 wingspans behind the aircraft (1). At least one break eddy (15) is merged with the degraded main eddy (14) to trigger the instabilities within the main eddy and break it up completely.

---

Data supplied from the esp@cenet database - I2



71 Anmelder:  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt eV,  
53175 Bonn, DE

74 Vertreter:  
Rehberg und Kollegen, 37085 Göttingen

72 Erfinder:  
Stuff, Roland, 37085 Göttingen, DE; Vollmers,  
Heinrich, 37079 Göttingen, DE

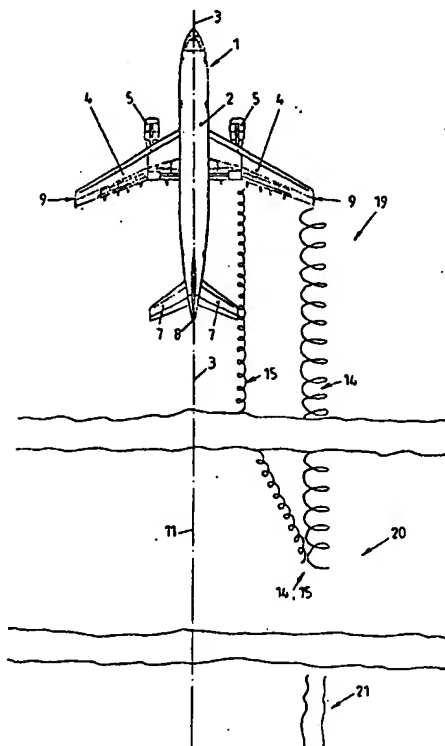
56 Entgegenhaltungen:  
DE 31 27 257 A1  
GB 20 72 603 A  
WO 90 11 929  
ROSSOW, Vernon J.: "Effect of Wings Fins on Lift-  
Generated Wakes" in: US-Z.: Journal of Aircraft,  
Vol. 15, Nr. 3, 1978, S. 160-167;

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

54 Verfahren und Vorrichtung zum Reduzieren der Wirbelstärke der Flügelhauptwirbel hinter im Flug befindlichen Flugzeugen

57 Zum Reduzieren einer Wirbelstärke eines Flügelhauptwirbels (14), der an einer Flügelspitze (9) eines Tragflügels (4) eines im Landeanflug befindlichen Flugzeugs (1) entsteht, wobei der Flügelhauptwirbel (14) eine erste Drehrichtung (16) aufweist und wobei das Flugzeug (1) mindestens zwei eine Spannweite (10) definierende Tragflügel (4) und einen Rumpf (2) umfaßt, wird mindestens ein Störwirbel (15) an einem Ort zwischen der Flügelspitze (9) und dem Rumpf (2) des Flugzeugs (1) generiert, der eine der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzte zweite Drehrichtung (17) aufweist. Der Flügelhauptwirbel (14) wird über eine Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten (10) hinter dem im Landeanflug befindlichen Flugzeug (1) gealtert, und dann wird der mindestens eine Störwirbel (15) an den gealterten Flügelhauptwirbel (14) angenähert, um den Flügelhauptwirbel (14) zu destabilisieren.



Die Erfindung bezieht sich auf ein Verfahren zum Reduzieren einer Wirbelstärke eines Flügelhauptwirbels, der im Bereich einer Flügelspitze eines Tragflügels eines im Flug befindlichen Flugzeugs entsteht, wobei der Flügelhauptwirbel eine erste Drehrichtung aufweist und wobei das Flugzeug mindestens zwei eine Spannweite definierende Tragflügel, einen Rumpf und ein Leitwerk umfaßt. Weiterhin bezieht sich die Erfindung auf ein Flugzeug mit mindestens zwei Flügelspitzen aufweisenden und zwischen den Flügelspitzen eine Spannweite definierenden Tragflügeln, mit einem Rumpf und mit einem Leitwerk, wobei bei dem im Flug befindlichen Flugzeug im Bereich der Flügelspitze jedes Tragflügels ein Flügelhauptwirbel mit einer Wirbelstärke und mit einer ersten Drehrichtung entsteht.

Insbesondere befaßt sich die Erfindung mit dem Reduzieren der Wirbelstärke der beiden Flügelhauptwirbel hinter einem im Landeanflug befindlichen Flugzeug. Die Erfindung ist aber auch im Reiseflug oder beim Start eines Flugzeugs anwendbar.

Die Flügelhauptwirbel entstehen bei einem im Flug befindlichen Flugzeug durch das Aufrollen der sich im Bereich der Flügelspitzen ablösenden Scherschicht. Besonders stark sind die Wirbelnächläufe beim Landeanflug. Gerade bei Großflugzeugen stellen die Flügelhauptwirbel wegen der von ihnen verursachten Wirbelnächläufe eine Gefahr für andere Luftverkehrsteilnehmer dar, da die Wirbelstärke der Flügelhauptwirbel im wesentlichen proportional zu dem Gewicht des jeweiligen Flugzeugs ist. Besonders schwere Flugzeuge erzeugen somit besonders starke Flügelhauptwirbel. Die zur Einhaltung der Flugsicherheit notwendigen horizontalen Abstände zwischen landenden Flugzeugen wachsen daher mit dem Gewicht der vorausfliegenden Flugzeuge an und betragen bereits bei den derzeit gängigen Großflugzeugen wie der Boeing Typ B-747 einige Seemeilen. Diese großen horizontalen Sicherheitsabstände verhindern es, das Passagieraufkommen pro Flugbahn durch noch größere Flugzeuge deutlich zu erhöhen, weil die zulässige Landefrequenz solcher größeren Flugzeuge mit ihrem zunehmenden Gewicht weiter abnimmt.

Es ist die Aufgabe der vorliegenden Erfindung, die Flügelhauptwirbel bei landenden Flugzeugen so zu beeinflussen, daß ohne Sicherheitsrisiko der horizontale Abstand eines nachfolgenden Flugzeugs kleiner als bisher gewählt werden kann bzw. bei kommenden Großflugzeugen nicht größer als bisher gewählt werden muß.

Mit Maßnahmen zur Beeinflussung der Flügelhauptwirbel im Bereich der Flügelspitzen, d. h. dem Bereich ihrer Entstehung, ist es bislang nicht gelungen, die Wirbelstärken der Flügelhauptwirbel effektiv zu reduzieren.

Vernon J. Rossow: "Effect of Wing Fins on Lift-generated Wakes", J. Aircraft, Vol. 15, No. 3, März 1978, Seiten 160 bis 167 beschreibt die Beeinflussung der Flügelhauptwirbel durch an den Tragflügeln mit Abstand zu den Flügelspitzen künstlich erzeugte Zusatzwirbel in Form von Modellrechnungen und Modellversuchen mit Beobachtung der Wirbelschleppes in einem Bereich von bis zu 13,6 Spannweiten hinter einem Boeing 747-Modell. Die sowohl Wirbel mit derselben Drehrichtung wie bei den Flügelhauptwirbeln, als auch Wirbel mit entgegengesetzter Drehrichtung betreffenden Berechnungen und Experimente resultieren in dem Schluß, daß für ein reales Flugzeug Wirbelgeneratoren auf der Flügeloberseite bei etwa 50% der Halbspannweite vorgesehen werden sollten, die Wirbel mit derselben Drehrichtung wie die Flügelhauptwirbel erzeugen, und zwar nahe des Schwerpunkts der sich ablösenden Scherschicht sowie mit einer Wirbelstärke im Bereich von 20 bis 30% der Wirbel-

stärke des Flügelhauptwirbels. Hiermit wird zwar in einem Nahfeld hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug mit einer Erstreckung der dort beobachteten 13,6 Spannweiten eine Reduktion der Rollmomente eines in den Wirbelnächlauf geratenen zweiten Flugzeuges erzielt, weil sich zwischen zwei gleichsinnigen Wirbeln, die noch nicht zu einem Wirbel verschmolzen sind, die Geschwindigkeitsfelder der beiden Wirbel voneinander subtrahierten. Nach dem Verschmelzen zu einem einzigen Wirbel ist die Wirbelstärke des letzteren jedoch als Summe der Stärken der beiden einzelnen Wirbel gegeben. Im Mittel- und Fernfeld der Wirbelschleppes läßt sich eine Herabminderung der Gefahren für andere Luftverkehrsteilnehmer mit den Empfehlungen von Rossow daher nicht erreichen. Mit den von Rossow vorgeschlagenen Maßnahmen wird vielmehr erreicht, daß die Wirbel im Mittel- und Fernfeld gegenüber dem Fall ohne zusätzliche Wirbelgeneratoren stärker sind und eine längere Lebensdauer aufweisen.

Die Aufgabe der Erfindung wird demgegenüber bei einem Verfahren der eingangs beschriebenen Art durch die Schritte gelöst:

- Generieren mindestens eines Störwirbels an einem Ort zwischen der Flügelspitze und dem Rumpf des Flugzeugs, der eine der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels entgegengesetzte zweite Drehrichtung aufweist,
- Altern des Flügelhauptwirbels über eine Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug,
- Annähern des mindestens einen Störwirbels an den gealterten Flügelhauptwirbel,
- Anregen von Instabilitäten des gealterten Flügelhauptwirbels durch den Störwirbel, und
- Zerplatzenlassen des Flügelhauptwirbels.

Bei dem neuen Verfahren wird ein Störwirbel mit einer der Drehrichtung des Flügelhauptwirbels entgegengesetzten Drehrichtung erzeugt. Nur mit einem solchen gegenläufigen Störwirbel ist es grundsätzlich möglich, die Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels zu reduzieren bzw. sein Zerplatzen zu erzwingen. Dabei versucht die Erfindung nicht, den Flügelhauptwirbel zum Zeitpunkt seines Entstehens oder kurz danach zu beeinflussen, wie dies bei allen bekannten Maßnahmen im Bereich der jeweiligen Flügelspitze der Fall ist. Zum Zeitpunkt seines Entstehens, und in dem unmittelbar anschließenden Zeitraum ist der Flügelhauptwirbel zu stark und zu stabil, als daß er durch Störwirbel aus dem Bereich der Flügelspitze, die nicht von gleicher Größenordnung wie der Flügelhauptwirbel sind, destabilisiert werden könnte. Die Destabilisierung gelingt jedoch, wenn zunächst eine Alterung des Flügelhauptwirbels abgewartet wird, wie sie nach gut 20 Spannweiten hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug eingetreten ist. Durch das Annähern des gegenläufigen Störwirbels an den bereits gealterten Flügelhauptwirbel infolge der Senkenwirkung der Axialgeschwindigkeit im Zentrum des Flügelhauptwirbels wird der gealterte Flügelhauptwirbel destabilisiert. Der Kern des Flügelhauptwirbels beginnt zu taumeln, bis der Flügelhauptwirbel im Mittelfeld hinter dem Flugzeug zerplatzt.

Die nach dem Zerplatzen des Flügelhauptwirbels im Fernfeld hinter dem Flugzeug übrig bleibende Wirbelschleppes stellt aufgrund ihrer geringen Wirbelstärke keine Gefahr mehr für die übrigen Luftverkehrsteilnehmer dar. Mit anderen Worten, die Erfindung greift im Mittelfeld hinter dem landenden Flugzeug den Flügelhauptwirbel an und destabilisiert ihn, um ihn zu zerstören. So werden unerwünschte Auswirkungen des Flügelhauptwirbels im Fern-

feld insbesondere hinter landenden Flugzeugen effektiv verhindert. Der notwendige Sicherheitsabstand hinter landenden Flugzeugen kann so gegenüber dem heutigen Stand verkürzt werden bzw. für zukünftige Großflugzeuge auf dem bisherigen Niveau belassen werden, wenn die Erfindung zur Anwendung kommt. An dem Leitwerk eines Flugzeugs werden im Landeanflug zwar auch Wirbel erzeugt, deren Drehrichtung der Drehrichtung des Flügelhauptwirbels auf der jeweiligen Seite entgegengesetzt ist, diese Wirbel wechselwirken in dem interessierenden Bereich von bis zu 100 Spannweiten hinter dem Flugzeug aber nicht mit den Flügelhauptwirbeln mit dem Ergebnis deren Zerstörung.

Vorzugsweise weist der bei dem neuen Verfahren erzeugte Störwirbel eine Wirbelstärke von 8 bis 30% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels auf. Wenn ein einziger Störwirbel je Flügelhauptwirbel erzeugt wird, ist ein Bereich der Wirbelstärke des Störwirbels von 10 bis 20% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels besonders bevorzugt. Wenn mehrere Störwirbel zunächst getrennt voneinander erzeugt werden, die dann nacheinander oder nach ihrer vorherigen Vereinigung den Flügelhauptwirbel instabilisieren, kann ihre jeweilige Wirbelstärke auch kleiner als 8% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels sein, wenn die Summe ihrer Wirbelstärken mindestens 8% derjenigen des Flügelhauptwirbels beträgt.

Eine weitere Vorgehensweise nutzt die Tatsache aus, daß beispielsweise bei einem Flugzeug in Landeanflug an jedem Tragflügel nicht nur der Flügelhauptwirbel, sondern an den Kanten der ausgefahrenen Landeklappen auch Vielzahl kleinerer Wirbel mit einer Stärke von 8% bis 30% derjenigen des Flügelhauptwirbels entsteht. Darunter sind auch solche, die die für den erfindungsgemäßen Störwirbel wesentliche Drehrichtung aufweisen, die derjenigen des Flügelhauptwirbels entgegengesetzt ist. Die kleineren Wirbel treten jedoch in der Regel als Wirbelpaare mit zueinander entgegengesetzt drehenden Wirbeln auf. So ist die destabilisierende Wirkung des potentiellen Störwirbels auf den Flügelhauptwirbel blockiert, weil der Störwirbel, bevor er an den Flügelhauptwirbel angenähert werden kann, mit dem zu ihm gegenläufigen Wirbel des Wirbelpaars vermischt und derart ausgelöscht wird. Die blockierende Wirkung des zu dem potentiellen Störwirbel gegenläufigen Wirbels eines Wirbelpaars läßt sich jedoch beseitigen, indem man diesen Wirbel, der gleichsinnig mit dem Flügelhauptwirbel dreht, zum Platzen bringt, bevor er den potentiellen Störwirbel auslöchen kann. Dies kann durch Generieren eines Unterstörwirbels erreicht werden, der dieselbe Drehrichtung wie der potentielle Störwirbel aufweist und seinerseits nur etwa 20% der Wirbelstärke des zu dem Flügelhauptwirbel gleichsinnig drehenden Wirbels des Wirbelpaars, d. h. nur etwa 4% derjenigen des Flügelhauptwirbels zu haben braucht. Für das Freisetzen des potentiellen Störwirbels des Wirbelpaars muß so nur ein Unterstörwirbel geringer Wirbelstärke künstlich generiert werden, um die Blockade durch den mit dem Flügelhauptwirbel gleichsinnig drehenden Wirbel des Wirbelpaars aufzuheben. Zusammenfassend weist diese Vorgehensweise beim Generieren des Störwirbels die folgenden Teilschritte auf:

- Analysieren einer Wirbelschleppe hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug im Hinblick auf Wirbelpaare, die aus zwei Wirbeln etwa gleicher Wirbelstärke, aber entgegengesetzter Drehrichtung bestehen,
- Auswählen eines Wirbelpaars, das einen Wirbel mit der der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels entgegengesetzten zweiten Drehrichtung, der als Störwirbel geeignet ist, und einen Wirbel mit der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels aufweist, und

- Generieren eines Unterstörwirbels mit der der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels entgegengesetzten zweiten Drehrichtung, der den Wirbel des Wirbelpaars mit der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels zum Platzen bringt, bevor er den als Störwirbel geeigneten Wirbel des Wirbelpaars erreicht.

Möglicherweise geeignete Wirbelpaare werden beispielsweise in einer Lücke hinter einem Triebwerk an benachbarten Kanten von Landeklappen, aber auch von Spoilern erzeugt.

Damit der Störwirbel erst den gealterten Flügelhauptwirbel erreicht, ist der Ort des Generierens des Störwirbels geeignet festzulegen. Anhaltspunkt hierfür ist ein Abstand von höchstens 40% und mindestens 10% der Spannweite bis zu der jeweiligen Flügelspitze. Besonders geeignet ist dabei ein Bereich des Orts des Generierens des Störwirbels, der einen Minimalabstand von 25 % der Spannweite zu der jeweiligen Flügelspitze einhält. Der optimale Ort für das Generieren des Störwirbels hängt davon ab, wie schnell der Flügelhauptwirbel hinter dem Flugzeug altert. Dies hängt wiederum davon ab, wie groß der Durchmesser des Wirbelkerns ist. Der Durchmesser des Wirbelkerns des Flügelhauptwirbels ist durch Maßnahmen im Bereich der Flügelspitze, wie beispielsweise das Anordnen von Turbulenzgeneratoren beeinflussbar.

Wenn der Störwirbel erst nach einer Laufstrecke von 25 bis 45 Spannweiten an den bis dahin gealterten Flügelhauptwirbel angenähert wird, ist die Alterung des Flügelhauptwirbels in aller Regel bereits soweit fortgeschritten, daß seine Instabilität rasch angeregt werden und zu seinem Platzen führen können. Das heißt, der Flügelhauptwirbel ist in einem Abstand von deutlich unter 100 Spannweiten hinter dem landenden Flugzeug im wesentlichen zerstört. Die von dem Störwirbel angeregten Instabilitäten bestehen vornehmlich darin, daß der Wirbelkern des Flügelhauptwirbels unter Einwirkung des gegenläufigen Störwirbels nicht mehr kreisförmig bleiben kann und über seinen Umfang unterschiedliche Druckkräfte an ihm zerren. Diese Instabilitäten treten jedoch nur dann auf, wenn der Wirbelkern des Flügelhauptwirbels bereits ausreichend groß ist. Diese ausreichende Größe wird erst durch die Alterung des Wirbels erreicht. Der Alterungsprozeß wiederum kann dadurch beschleunigt werden, daß man beispielsweise in dem Bereich der Flügelspitze Turbulenzen erzeugt. Diese Maßnahme allein führt jedoch nicht zum Erfolg, wenn im Mittel- oder Fernfeld mit keinem gegenläufigen Störwirbel auf den Flügelhauptwirbel eingewirkt wird. Hingegen hängt der günstigste Ort des Generierens des Störwirbels von dem Alterungsprozeß des Flügelhauptwirbels ab. Dieser Ort ist also zusammen mit den Maßnahmen im Bereich der Flügelspitze zu optimieren, damit das Zerplatzen des Flügelhauptwirbels schon binnen möglichst weniger Spannweiten hinter dem Flugzeug erreicht wird.

Bei einem Flugzeug der eingangs beschriebenen Art wird die Aufgabe der Erfindung durch mindestens einen Wirbelgenerator je Tragflügel gelöst, der an einem Ort angeordnet ist, welcher einen Abstand von höchstens 40% und mindestens 10% der Halbspannweite bis zu der Flügelspitze aufweist, und der beim Landeanflug des Flugzeugs einen Störwirbel mit 8 bis 30% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels und einer der ersten Drehrichtung des Flügelhauptwirbels entgegengesetzten zweiten Drehrichtung generiert, wobei sich der Störwirbel nach einer Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten hinter dem Flugzeug, über die der jeweilige Flügelhauptwirbel altert, an den jeweiligen Flügelhauptwirbel annähert, und so den Flügelhauptwirbel destabilisiert.

Der erfindungsgemäße Wirbelgenerator kann durch eine Finne an der Flügeloberseite ausgebildet werden, die beim Landeanflug in der Strömungsrichtung so angestellt ist, daß ihre Saugseite der Flügelspitze zugewandt ist. Im Reiseflug kann die Finne in Richtung der Strömungsrichtung ausgerichtet sein, so daß sich keine Saugseite ausbildet. Vorzugsweise ist sie dann aber in die Flügeloberfläche eingefahren, um den Strömungswiderstand des Flugzeugs zu reduzieren. Die Finne kann ihrerseits gekrümmt oder abgeknickt sein und eine gerade oder gekrümmte Vorderkante aufweisen.

Eine Finne zur Ausbildung des erfindungsgemäßen Wirbelgenerators kann auch an der Flügelunterseite vorgesehen sein. Dann muß sie beim Landeanflug in der Strömungsrichtung so angestellt sein, daß ihre Saugseite dem Rumpf zugewandt ist. Weiterhin sollte die Oberkante der Finne an der Flügelunterseite unterhalb von ausgefahrenen Landeklappen an dem Tragflügel angeordnet sein, damit der von der Finne erzeugte Störwirbel nicht bereits durch die beim Landeanflug ausgefahrenen Landeklappen in seiner Wirbelstärke reduziert wird. Eine Finne an der Flügelunterseite kann für den Landeanflug beispielsweise zusammen mit dem Fahrwerk des Flugzeugs ausgefahren werden.

Der erfindungsgemäße Wirbelgenerator kann auch als halber Gabelbaumwirbelgenerator ausgebildet sein. Ein vollständiger Gabelbaumwirbelgenerator erzeugt ein Wirbelpaar, d. h. zwei Wirbel mit gleicher Wirbelstärke aber entgegengesetzter Drehrichtung. Da im vorliegenden Fall aber nur der zu dem Flügelhauptwirbel gegenläufige Wirbel als Störwirbel erwünscht ist, wird nur ein Ast des Gabelbaums vorgesehen. Die Wirkung des fehlenden Asts auf den zu erzeugenden Wirbel wird durch eine in Strömungsrichtung verlaufende ebene Platte ersetzt, welche den vorhandenen Ast spiegelt. Ist dieser halbe Gabelbaumwirbelgenerator auf der Flügeloberseite angeordnet, so ist die Gabel der Flügelspitze und die ebene Platte dem Rumpf zugewandt. Ist der halbe Gabelbaumwirbelgenerator hingegen auf der Flügelunterseite angeordnet, so ist die Gabel dem Rumpf und die ebene Platte der Flügelspitze zugewandt. Der große Vorteil dieses Wirbelgenerators besteht darin, daß die Achse des erzeugten Wirbels einen deutlichen Abstand zu dem Wirbelgenerator aufweist. Damit ist es insbesondere für die Flügelunterseite möglich, den Wirbelgenerator klein zu gestalten und dennoch einen Wirbel zu erzeugen, dessen Wirbelachse weit genug unterhalb der ausgefahrenen Landeklappen verläuft. Der konstruktive Aufwand für diesen Wirbelgenerator kann weiterhin reduziert werden, indem man die Landeklappen als Teil des Generators, eine Verkleidung des Klappenantriebs als ebene Platte und/oder Klappen eines Hauptfahrwerks als halbe Gabel ausbildet.

Der zum Flügelhauptwirbel gegenläufige Störwirbel kann auch durch einen Spoiler erzeugt werden. Dabei muß jedoch verhindert werden, daß auch zum Flügelhauptwirbel gleichsinnige Wirbel erzeugt werden. Das Entstehen von Wirbeln mit derselben Drehrichtung wie der Flügelhauptwirbel kann dadurch verhindert werden, daß man einen Spoiler nach innen bündig mit dem Rumpf ausbildet, so daß nur noch der gegenläufige Wirbel an dem der Flügelspitze zugewandten freien Ende des Spoilers entsteht. Ein oder mehrere geeignete Spoiler können aber auch sägezahnförmig aus der Flügeloberfläche hochgeklappt werden, wobei ihre freien Enden zur Flügelspitze weisen.

Ein Wirbelgenerator zur Durchführung der Erfindung kann auch durch Klappen im Stahl des Beipasses mindestens eines Triebwerks an dem Tragflügel realisiert werden. Der Triebwerksstrahl erhält damit einen Drall, dessen Drehrichtung derjenigen des Flügelhauptwirbels entgegengesetzt ist. Der gegenläufige Drall des Triebwerksstrahls kann weiterhin dadurch erreicht werden, daß man einen Kompressor

und/oder eine Turbine und/oder Leitschaufeln im Beipass des Triebwerks entsprechend ausbildet. Diese Art der Wirbelgeneration bietet sich vor allem im Reiseflug an, einem Flugzustand, in dem alle übrigen Wirbelgeneratoren eingefahren sein sollten, damit beim Reiseflug der aerodynamische Widerstand nicht erhöht wird.

Alle voranstehenden Realisationsmöglichkeiten für einen Wirbelgenerator zur Erzeugung des zum Flügelhauptwirbel gegenläufigen Störwirbels treffen auch auf einen Wirbelgenerator zur Erzeugung eines gegenläufigen Unterstörwirbels zu. Der gegenläufige Unterstörwirbel bringt den gleichsinnig mit dem Flügelhauptwirbel drehenden Wirbel eines Wirbelpaares zum Platzen, so daß der zum Flügelhauptwirbel gegenläufig drehende Wirbel des Wirbelpaares den Flügelhauptwirbel zum Platzen bringen kann. Dieser Vorgang stellt einen umgekehrten Kaskadenzerfall dar. Bei einer üblichen Kaskade zerfällt ein großer Wirbel von selbst in immer kleiner werdende. Hier führt ein kleiner Unterstörwirbel letztendlich zur Zerstörung des großen Flügelhauptwirbels. Auch die nur im Zusammenhang mit dem ersten konkreten Ausführungsbeispiel der Finne an der Flügeloberseite gemachten Ausführungen zu der Verstellbarkeit oder Versenkbarkeit bzw. Neutralisierung der Finne für den Reiseflug treffen sinngemäß auf alle weiteren Ausführungsbeispiele zu, um im Reiseflug den Strömungswiderstand des Flugzeugs möglichst nicht zu erhöhen.

Die Erfindung wird im folgenden anhand von Ausführungsbeispielen näher erläutert und beschrieben. Dabei zeigt

Fig. 1 ein Flugzeug im Landeanflug von hinten mit Darstellung des Flügelhauptwirbels und des erfindungsgemäßen Störwirbels an dem in Flugrichtung rechten Flügel,

Fig. 2 das Flugzeug mit den Wirbeln gemäß Fig. 1 von oben,

Fig. 3 die Wirbelschleppe hinter dem Flugzeug gemäß Fig. 1 von oben mit Wiedergabe des Nahfelds, des Mittelfelds und des Fernfelds hinter dem landenden Flugzeug,

Fig. 4 die Ansicht eines Flugzeugmodells von oben, bei dem innere Landeklappen eingefahren und äußere Landeklappen ausgefahren sind,

Fig. 5 eine Finne an der Flügeloberseite eines Tragflügels eines Flugzeugs in der Ansicht von oben,

Fig. 6 die Finne gemäß Fig. 5 von der Seite gesehen,

Fig. 7 eine andere Finne in der Ansicht von oben,

Fig. 8 die Finne gemäß Fig. 7 in einer Seitenansicht,

Fig. 9 eine erste Finne für die Anordnung an der Flügelunterseite eines Tragflügels in einer Seitenansicht,

Fig. 10 eine zweite Finne für die Anordnung an der Flügelunterseite eines Tragflügels in einer Seitenansicht,

Fig. 11 eine weitere Finne für die Anordnung an der Flügelunterseite eines Tragflügels in einer Seitenansicht,

Fig. 12 einen Ast eines Gabelbaumwirbelgenerators in einer Ansicht von oben,

Fig. 13 den halben Gabelbaumwirbelgenerator gemäß Fig. 12 in einer Seitenansicht,

Fig. 14 den halben Gabelbaumwirbelgenerator gemäß Fig. 12 und 13 in einer Rückansicht,

Fig. 15 eine Spoileranordnung an einem Tragflügel eines Flugzeugs,

Fig. 16 eine Klappe am Gondelstiel in einem Triebwerk an einem Tragflügel eines Flugzeugs und

Fig. 17 die erfindungsgemäße Ausbildung eines Wirbelpaares mit dem Störwirbel für den Flügelhauptwirbel und mit einem anderen Wirbel sowie eines Unterstörwirbels zu dem anderen Wirbel des Wirbelpaares an dem Tragflügel eines Flugzeugs.

Das in Fig. 1 dargestellte Flugzeug 1 weist einen Rumpf 2 auf, an dem in symmetrischer Anordnung zu einer vertikal durch eine Flugzeugachse 3 verlaufende Symmetrieebene

11 zwei Tragflügel 4 gelagert sind. An jedem Tragflügel ist bei dem Flugzeug 1 gemäß Fig. 1 ein Triebwerk 5 gelagert. Das in dem dargestellten Landeanflug des Flugzeugs 1 ausgefahrene Fahrwerk 6 ist teilweise an dem Rumpf 2 und teilweise an den Tragflügeln 4 gelagert. Weiterhin weist das Flugzeug im hinteren Teil des Rumpfs ein Höhenleitwerk 7 und ein Seitenleitwerk 8 auf. Mit ihren Flügelspitzen 9 definieren die Tragflügel 9 eine Spannweite 10 des Flugzeugs 1. Die Spannweite 10 ist symmetrisch zu der Symmetrieebene 11 in zwei Halbspannweiten aufgeteilt. Beim Landeanflug, der durch eine ausgeprägte Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges 1 gekennzeichnet ist, bilden sich durch den Druckunterschied zwischen dem Überdruck an der Flügelunterseite 12 und dem Unterdruck an der Flügeloberseite 13 an den Flügelspitzen 9 bekanntermaßen starke Flügelhauptwirbel 14 aus. Die Flügelhauptwirbel 14 besitzen insbesondere bei schweren Flugzeugen eine solche Wirbelstärke, daß die resultierenden Turbulenzen für nachfolgende Flugverkehrsteilnehmer eine ernsthafte Gefahr darstellen, wenn nicht ein relativ großer Sicherheitsabstand hinter dem landenden Flugzeug 1 eingehalten wird. Die Wirbelstärke der Flügelhauptwirbel 14, mit der hier insbesondere auf die Zirkulation der Flügelhauptwirbel 14 Bezug genommen wird, wächst mit dem Gewicht des jeweiligen Flugzeugs 1 proportional an. Das heißt, bei besonders schweren Flugzeugen ist die Wirbelstärke besonders groß. Dies bedeutet wiederum, daß insbesondere die in Planung befindlichen Großflugzeuge, wie beispielsweise der Airbus A-3XX, tendenziell besonders starke Flügelhauptwirbel ausbilden werden, die besonders große Sicherheitsabstände hinter dem landenden Flugzeug 1 erfordern. Dies bedeutet wiederum, daß die Landefrequenz beim Einsatz solcher Großraumflugzeuge herabgesetzt werden muß, so daß letztlich das Passagieraufkommen nicht in dem mit der Erhöhung der Sitzplätze erwarteten Maß gesteigert werden kann. Um die Wirbelstärke der Flügelhauptwirbel 14 so zu beeinflussen, daß der Sicherheitsabstand auch hinter sehr schweren Flugzeugen nicht bis auf extreme Werte erhöht werden muß, werden bei dem Flugzeug 1 an dem rechten und linken Tragflügel mindestens je ein Störwirbel 15 generiert. Gegenüber einer Drehrichtung 16 der Flügelhauptwirbel 14 weisen die Störwirbel 15 eine entgegengesetzte Drehrichtung 17 auf. Dargestellt sind in Fig. 1 der Flügelhauptwirbel 14 und der Störwirbel 15 nur an dem in Flugrichtung rechten Tragflügel 4.

An dem linken Tragflügel 4 sind diese Wirbel in spiegelsymmetrischer Ausbildung zu der Symmetrieebene 11 vorhanden. Der Ort des Entstehens der Störwirbel 15 weist zu der Symmetrieebene 11 des Flugzeugs 1 einen Abstand 18 auf, der größer als 20% aber kleiner als 80% der Halbspannweite ist.

Fig. 2 zeigt das im Zusammenhang mit Fig. 1 beschriebene Wirbelfeld beim Landeanflug des Flugzeugs 1 in einer Ansicht von oben.

Fig. 3 gibt neben den bereits in Fig. 2 dargestellten Nahfeld 19 hinter dem im Landeanflug befindlichen Flugzeug 1 auch das Mittelfeld 20 und das Fernfeld 21 wieder. Das Nahfeld 19 reicht nach allgemeiner Definition bis zu einem Abstand von etwa 10 Spannweiten hinter dem landenden Flugzeug 1. Das Mittelfeld 20 reicht von etwa 10 bis 50 Spannweiten hinter dem landenden Flugzeug 1. Danach beginnt nach allgemeiner Definition das Fernfeld 21. Die Bereiche hinter den beiden Tragflügeln 4 werden durch die Symmetrieebene 11 des Flugzeugs 1 in zwei sich weitgehend unabhängig entwickelnde Teilwirbelfelder getrennt. Die folgenden Ausführungen beschränken sich daher auf das Wirbelfeld hinter dem in Flugrichtung rechten Tragflügel 4. Für das in Flugrichtung von hinten betrachtete Wirbelfeld des rechten Tragflügels gilt, daß die Drehrichtung 16 des Flügel-

hauptwirbels 14 entgegen dem Uhrzeigersinn verläuft und die Drehrichtung 16 damit im mathematischen Sinne positiv ist. Die Drehrichtung 17 des an dem rechten Tragflügel 4 erzeugte gegenläufigen Störwirbel 15 verläuft demgegenüber im Uhrzeigersinn, d. h. die Drehrichtung 17 ist in mathematischen Sinne negativ. Für den linken, hier nicht dargestellten Flügel gelten die umgekehrten Vorzeichen. Im Nahfeld altert der Flügelhauptwirbel 14, ohne daß er bereits mit dem Störwirbel 15 wechselwirkt. Im Mittelfeld wird der Störwirbel 15 im Abstand ab 20 Spannweiten hinter dem Flugzeug 1 soweit an den gealterten Flügelhauptwirbel 14 angenähert, daß eine merkliche Wechselwirkung auftritt. Hier reicht die deutlich geringere Wirbelstärke des Störwirbels 15, die bei nur etwa 15 bis 20% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels 14 liegt, aus, um den Flügelhauptwirbel 15 durch die Wechselwirkung zu instabilisieren, so daß er zu taumeln beginnt und noch binnen weniger als 50 Spannweiten vor dem Fernfeld 21 zerplatzt. Der zerplatzte Flügelhauptwirbel 15 verliert sehr schnell an Stärke, so daß in Abständen von mehr als 50 Spannweiten keine Gefährdung mehr für nachfolgende Luftverkehrsteilnehmer durch den Wirbelnachlauf gegeben ist.

Fig. 4 gibt ein Modell eines Flugzeugs 1 in einer Ansicht von oben wieder, an dem das Wechselwirken der Störwirbel 15 mit den Flügelhauptwirbeln 14 in der voranstehend beschriebenen Art und Weise konkret beobachtet wurde. Dabei wurden die Störwirbel 15 durch ausgefahrene äußere Landeklappen 22 erzeugt, während die inneren Landeklappen 21 eingefahren waren. Genauer gesagt wurden die Störwirbel 15 an den Innenkanten 24 der äußeren Landeklappen 22 erzeugt. Bei gleichzeitig ausgefahrenen inneren Landeklappen, wie dies dem Regelfall entspricht, würden nahe den Störwirbeln 15 diesen gegenläufige Wirbel an den äußeren Kanten der inneren Landeklappen erzeugt, die die Störwirbel 15 vor ihrem Vermischen mit den Flügelhauptwirbeln 14 bereits ausgelöscht hätten. Durch die ungewöhnlich Landeklappenkonstellation jedoch bestehen die Störwirbel 15 bis in das Mittelfeld hinter dem landenden Flugzeug 1 fort. Dort konnte der im Zusammenhang mit Fig. 3 beschriebene Effekt konkret beobachtet werden. Die an den Außenkanten der äußeren Landeklappen 22 entstehenden Wirbel sind gleichsinnig mit dem Flügelhauptwirbel 14 und vermischen sich mit diesem schon im Nahfeld hinter dem Flugzeug, während sich der gegenläufige Störwirbel 15 erst im Mittelfeld dem Flügelhauptwirbel 14 annähert und dort mit ihm wechselwirkt.

Da die im Zusammenhang mit Fig. 4 erläuterte Konstellation der Landeklappen 21 und 22 für einen üblichen Landeanflug nicht geeignet ist, müssen die Störwirbel 15 zur Realisation der Erfindung durch zusätzliche Wirbelgeneratoren erzeugt werden, oder es muß zumindest verhindert werden, daß bei auftretenden Wirbelpaaren mit gegensinnigen Wirbeln, zu denen ein geeigneter Störwirbel 15 gehört, der Störwirbel 15 vor seinem Zusammentreffen mit dem Flügelhauptwirbel 14 im Mittelfeld hinter dem landenden Flugzeug durch den anderen Wirbel des Wirbelpaars ausgelöscht wird.

In den Fig. 5 und 6 ist eine Finne 26 skizziert, wie sie an der Flügeloberseite 13 eines Tragflügels 4 angeordnet werden kann, um einen Störwirbel 15 zu generieren. Dabei gibt ein Pfeil 15 die im wesentlichen parallel zu der Flugzeugachse 3 gemäß den Fig. 1 bis 4 verlaufende Anströmrichtung der Finne 26 wieder. Die Finne 26 besteht aus zwei Abschnitten 26' und 26'', die unter einem Winkel  $\alpha$  von 18° gegeneinander abgeknickt sind, wobei der Knick bei zwei Dritteln der Länge der Finne 26 liegt, und der hintere Abschnitt 26'' in die Strömung hinein geknickt ist. Der vordere Abschnitt 26' der Finne ist seinerseits bereits unter einem



Winkel  $\beta$  von  $18^\circ$  gegenüber der Strömung zum Rumpf des Flugzeugs hin angestellt. Um mit der Finne 26 beispielsweise bei einem Flugzeug von gut 500 Tonnen Gewicht und einer Spannweite von 80 m einen Störwirbel 15 mit einer Wirbelstärke zu erzeugen, die etwa 20% der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels ausmacht, muß die Finne 26 etwa 1,10 m hoch und etwa 6,80 m lang sein.

Die in den Fig. 7 und 8 skizzierte Finne 27 weist eine parabolisch verlaufende Vorderkante 28 und eine kreisbogenförmige Grundkrümmung mit dem Krümmungswinkel  $\alpha$  von  $18^\circ$  auf. Mit ihrem vorderen Bereich ist auch die Finne 27 unter dem Winkel  $\beta$  von  $18^\circ$  gegenüber der Strömung gemäß dem Pfeil 15 angestellt. Eine solche Finne an der Flügeloberseite eines Tragflügels eines Flugzeugs mit 80 m Spannweite und gut 500 t Gewicht müßte eine Höhe von etwa 0,9–1,0 m und eine Länge von ca. 5 m haben, um einen Störwirbel mit einer Wirbelstärke von etwa 20% der Wirbelstärke der Flügelhauptwirbel zu erzeugen.

Die in den Fig. 9 bis 11 wiedergegebenen Finnen 29 bis 31 weisen jeweils eine dreieckförmige Aussparung 32 für das Ausfahren der Landeklappen an dem jeweiligen Tragflügel auf. Ansonsten entsprechen die Finnen 29 und 30 gemäß den Fig. 9 und 10 im wesentlichen der Finne 27 gemäß den Fig. 7 und 8. Bei der Finne 31 gemäß Fig. 12 ist die Vorderkante 28 nicht parabolisch sondern kreisbogenförmig ausgebildet. Die dreieckförmige Aussparung 32 bei den Finnen 29 bis 31 hat ihren Grund darin, daß die Finnen 29 bis 31 zur Anordnung an der Flügelunterseite eines Tragflügels vorgesehen sind. Hier wird durch die dreieckförmige Aussparung 32 verhindert, daß die sich von den Finnen 29 bis 31 ablösenden Störwirbel auf die beim Landeanflug ausgefahrenen Landeklappen an dem Tragflügel auftreffen und hierdurch ganz oder teilweise wieder zerstört werden. Bei den Finnen 29 bis 31 lösen sich die Störwirbel 14 mit ausreichendem Abstand von der Flügelunterseite 12 ab, so daß sie nicht auf die ausgefahrenen Landeklappen auftreffen. Im übrigen müssen die Finnen 29 bis 31 an der Flügelunterseite gegenüber der Strömung 15 relativ zu der Symmetrieebene 11 des Flugzeugs genau umgekehrt angestellt werden, wie die Finnen 26 und 27 an der Flügeloberseite 13 des Tragflügels, um den Störwirbel 14 mit der gewünschten Drehrichtung zu generieren.

In den Fig. 12 bis 14 ist ein Wirbelgenerator 33 skizziert, der in Anlehnung an einen bekannten Gabelbaumwirbelgenerator ausgebildet ist. Allerdings entspricht der Wirbelgenerator 33 gemäß den Fig. 12 bis 14 nur einem halben Gabelbaumwirbelgenerator, da nur ein Störwirbel 15 mit einer Drehrichtung und kein komplementärer Wirbel mit einer entgegengesetzten Drehrichtung erzeugt werden soll. Das Gegenstück zu dem einen Ast eines bekannten Gabelbaumwirbelgenerators, wie er den Wirbelgenerator 22 gemäß den Fig. 12 bis 14 ausbildet, ist beispielsweise eine Gehäusewandung 34 einer Verkleidung für einen Landeklappenverstellmechanismus oder dergleichen. Ein Gabelbaumwirbelgenerator bildet bekanntermaßen Wirbel aus, deren Achse mit relativ großem Abstand zu der Vorderkante 28 des Gabelbaumwirbelgenerators verläuft. Dies ist bei der Erfindung dahingehend nutzbar, daß der Wirbelgenerator 33 auch an der Flügelunterseite 12 keine besonders große Bauhöhe aufweisen muß, um den Störwirbel 15 so zu erzeugen, daß er nicht mit den Landeklappen kollidiert. Die Finnen gemäß den Fig. 9 bis 11 müßten in dem Fall eines Flugzeugs mit 80 m Spannweite und einem Gewicht von über 500 t eine Höhe von über 1,50 m aufweisen.

In Fig. 15 ist eine andere Möglichkeit skizziert, einen Störwirbel 15 mit entgegengesetzter Drehrichtung zu dem Flügelhauptwirbel 14 zu generieren. Hierzu ist an der Flügeloberseite 13 ein Spoiler 35 vorgesehen, der zur Flügelspitze

9 hin frei endet und auf seiner anderen Seite bis zum Rumpf 2 des Flugzeugs 1 reicht. Hierdurch wird nur an dem freien Ende des Spoilers 35 zur Flügelspitze 9 hin der Störwirbel 15 generiert. Der Spoiler 35 könnte auch sägezahnförmig von der Flügeloberseite absteigen, d. h. mit seinem zum Rumpf 2 hin zeigenden Ende in die Flügeloberfläche 13 einlaufen.

Eine weitere Variante zur Erzeugung des gewünschten Störwirbels 15 ist in Fig. 16 skizziert, die ein Triebwerk 5 im Querschnitt zeigt. Im Beipß 36 des Triebwerks 5 ist eine anstellbare Klappe 37 vorgesehen, die den von dem Triebwerk 5 ausgestoßenen Gasen 38 zur Erzeugung des Störwirbels 15 einen Drall verleiht.

Um die Größenordnung der Wirbelstärke eines an dem Tragflügel 4 künstlich erzeugten Wirbels möglichst klein zu halten, kann auch von dem in Fig. 17 skizzierten Prinzip Gebrauch gemacht werden. Hierbei wird der Störwirbel 15 mit der gegenläufigen Drehrichtung 17 zu dem Flügelhauptwirbel 14 nicht künstlich erzeugt, sondern es wird ein Wirbel 15 bestehend aus einem als Störwirbel 15 geeigneten Wirbel mit der zweiten Drehrichtung 17 und einem Wirbel 39 mit der ersten Drehrichtung 16 des Flügelhauptwirbels 14 ausgewählt, wie es beispielsweise an einem Spoiler 35 entsteht. Jetzt wird zu dem Wirbel 39 ein Unterstörwirbel 40 erzeugt, beispielsweise mit einem zum Rumpf 2 hin bündig endenden Hilfsspoiler 41. Der Unterstörwirbel 40 weist dabei dieselbe Drehrichtung 17 wie der Störwirbel 15 auf. Dann wird der Unterstörwirbel 40 mit dem Wirbel 39 vermischt, um den Wirbel 39 auszulöschen, bevor dieser seinerseits den Störwirbel 15 auslöschen kann. So kann dann der Störwirbel 15 im Mittelfeld hinter dem Flugzeug 1 an den gealterten Flügelhauptwirbel 14 angenähert und mit diesem vermischt werden, um ihn auszulöschen. Ohne die künstliche Erzeugung des Unterstörwirbels 40 würden sich die beiden gegenläufigen Wirbel 15 und 39 hinter dem Spoiler 35 gegenseitig auslöschen. Damit stünde der Störwirbel 15 nicht zur Auslöschung des Flügelhauptwirbels 14 zur Verfügung. Besonderer Vorteil bei dieser Vorgehensweise ist, daß der Unterstörwirbel 40 nur etwa 15 bis 20% der Wirbelstärke des Wirbels 39 aufweisen muß. Wenn man davon ausgeht, daß der Wirbel 39 genauso stark ist wie der Störwirbel 15, bedeutet dies, daß der Unterstörwirbel 40 nur eine Wirbelstärke im Bereich weniger Prozent der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels 14 aufzuweisen braucht.

#### Bezugszeichenliste

- 1 Flugzeug,
- 2 Rumpf
- 3 Flugzeugachse
- 4 Tragflügel
- 5 Triebwerk
- 6 Fahrwerk
- 7 Höhenleitwerk
- 8 Seitenleitwerk
- 9 Flügelspitze
- 10 Spannweite
- 11 Symmetrieebene
- 12 Flügelunterseite
- 13 Flügeloberseite
- 14 Flügelhauptwirbel
- 15 Störwirbel
- 16 Drehrichtung
- 17 Drehrichtung
- 18 Abstand
- 19 Nahfeld
- 20 Mittelfeld
- 21 Fernfeld

22 Landeklappe  
 23 Landeklappe  
 24 Innenkante  
 25 Pfeil  
 26 Finne  
 27 Finne  
 28 Vorderkante  
 29 Finne  
 30 Finne  
 31 Finne  
 32 Aussparung  
 33 Wirbelgenerator  
 34 Gehäusewandung  
 35 Spoiler  
 36 Luftbeipß  
 37 Klappe  
 38 Gas  
 39 Wirbel  
 40 Unterstörwirbel  
 41 Hilfsspoiler

# Patentansprüche

1. Verfahren zum Reduzieren einer Wirbelstärke eines Flügelhauptwirbels, der im Bereich der Flügelspitze eines Tragflügels eines im Flug befindlichen Flugzeugs entsteht, wobei der Flügelhauptwirbel eine erste Drehrichtung aufweist und wobei das Flugzeug mindestens zwei eine Spannweite definierende Tragflügel, einen Rumpf und ein Leitwerk umfaßt, **gekennzeichnet durch die Schritte:**

- Generieren mindestens eines Störwirbels (15) an einem Ort zwischen der Flügelspitze (9) und dem Rumpf (2) des Flugzeugs, der eine der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzte zweite Drehrichtung (17) aufweist,
- Altern des Flügelhauptwirbels (14) über eine Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten (10) hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug (1),
- Annähern des mindestens einen Störwirbels (15) an den gealterten Flügelhauptwirbel (14),
- Anregen von Instabilitäten des gealterten Flügelhauptwirbels (14) durch den Störwirbel (15), und
- Zerplatzenlassen des Flügelhauptwirbels (14).

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Generierens des mindestens einen Störwirbels (15) der Störwirbel (15) mit einer Wirbelstärke generiert wird, die 8 bis 30 Prozent der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels (14) beträgt.

3. Verfahren nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Generierens des mindestens einen Störwirbels (15) mit einer Wirbelstärke von 8 bis 30 Prozent der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels (14) der Störwirbel (15) mit einer Wirbelstärke generiert wird, die 15 bis 20 Prozent der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels (14) beträgt.

4. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Schritt des Generierens des mindestens einen Störwirbels (15) mit der der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzten zweiten Drehrichtung (17) die Teilschritte aufweist:

- Analysieren einer Wirbelschleppel hinter dem im Flug befindlichen Flugzeug (1) im Hinblick auf Wirbelpaare, die aus zwei Wirbeln (15, 39) etwa gleicher Wirbelstärke, aber entgegengesetzter Drehrichtung bestehen,

- Auswählen eines Wirbelpaars, das einen Wirbel mit der der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzten zweiten Drehrichtung (17), der als Störwirbel (15) geeignet ist, und einen Wirbel (39) mit der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) aufweist, und

- Generieren eines Unterstörwirbels (40) mit der der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzten zweiten Drehrichtung (17), der den Wirbel (39) des Wirbelpaars mit der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) zum Platzen bringt, bevor er den als Störwirbel (15) geeigneten Wirbel des Wirbelpaars erreicht.

5. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Generierens des Unterstörwirbels (40) mit der der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzten zweiten Drehrichtung (17) der Unterstörwirbel (39) mit einer Wirbelstärke generiert wird, die 8 bis 30 Prozent einer Wirbelstärke des Wirbels (39) des Wirbelpaars mit der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) beträgt.

6. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Generierens des mindestens einen Störwirbels (15) an dem Ort zwischen der Flügelspitze (9) und dem Rumpf (2) des Flugzeugs (1) der Ort einen Abstand (18) von höchstens 40% und mindestens 10% der Spannweite (10) zu der Flügelspitze (9) aufweist.

7. Verfahren nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Generierens des mindestens einen Störwirbels (15) an dem Ort, der den Abstand von höchstens 40% und mindestens 10% der Spannweite (10) bis zu der Flügelspitze (9) aufweist, der Ort einen Minimalabstand von 25% der Spannweite bis zu der Flügelspitze (9) aufweist.

8. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß in dem Schritt des Alterns des Flügelhauptwirbels (14) über eine Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten (10) hinter dem im Landeanflug befindlichen Flugzeug (1), die Länge der Laufstrecke 25 bis 45 Spannweiten (10) beträgt.

9. Flugzeug mit mindestens zwei Flügelspitzen aufweisenden und zwischen den Flügelspitzen eine Spannweite definierenden Tragflügeln, mit einem Rumpf und mit einem Leitwerk, wobei bei dem im Flug befindlichen Flugzeug im Bereich der Flügelspitze jedes Tragflügels ein Flügelhauptwirbel mit einer Wirbelstärke und mit einer ersten Drehrichtung entsteht, gekennzeichnet durch

- mindestens einen Wirbelgenerator je Tragflügel (4),
- der an einem Ort angeordnet ist, welcher einen Abstand von höchstens 40% und mindestens 10% der Spannweite (10) bis zu der Flügelspitze (9) aufweist, und
- der beim Landeanflug des Flugzeugs (1) einen Störwirbel (15) mit 8 bis 30 Prozent der Wirbelstärke des Flügelhauptwirbels (14) und einer der ersten Drehrichtung (16) des Flügelhauptwirbels (14) entgegengesetzten zweiten Drehrichtung (17) generiert,
- wobei sich der Störwirbel (15) nach einer Laufstrecke von mindestens 20 Spannweiten (10) hinter dem im Landeanflug befindlichen Flugzeug (1), über die der jeweilige Flügelhauptwirbel (14)



altert, an den jeweiligen Flügelhauptwirbel (14) annähert und so den Flügelhauptwirbel (14) destabilisiert.

10. Flugzeug nach Anspruch 9, dadurch gekennzeichnet, daß der Wirbelgenerator 5
- entweder eine Finne (26, 27) an der Flügeloberseite (13), die so gegenüber der Strömungsrichtung (25) angestellt ist, daß ihre Saugseite zu der jeweiligen Flügelspitze (9) weist,
  - oder eine Finne (29, 30, 31) an der Flügelunterseite (12), die so gegenüber der Strömungsrichtung (25) angestellt ist, daß ihre Saugseite zum Rumpf (2) weist, und deren Vorderkante (28) unterhalb von ausgefahrenen Landeklappen (22, 23) an dem Tragflügel (4) angeordnet ist, 10
  - oder einen Ast (33) eines Gabelbaumwirbelgenerators an der Flügeloberseite (13), der der jeweiligen Flügelspitze (9) zugewandt ist, 15
  - oder einen Ast (33) eines Gabelbaumwirbelgenerators an der Flügelunterseite (12), der dem Rumpf (2) zugewandt ist, 20
  - oder einen zu der jeweiligen Flügelspitze (9) frei endenden Spoiler (35) an dem Tragflügel (4),
  - oder mindestens eine Klappe (37) im Beipfaß Beiluft mindestens eines Triebwerks (5) an dem Tragflügel (4), 25
  - oder Mittel, die dem Strahl mindestens eines Triebwerks (5) an dem Tragflügel (4) einen Drall in der zweiten Drehrichtung (17) verleihen, aufweist. 30

---

Hierzu 10 Seite(n) Zeichnungen

---

35

40

45

50

55

60

65

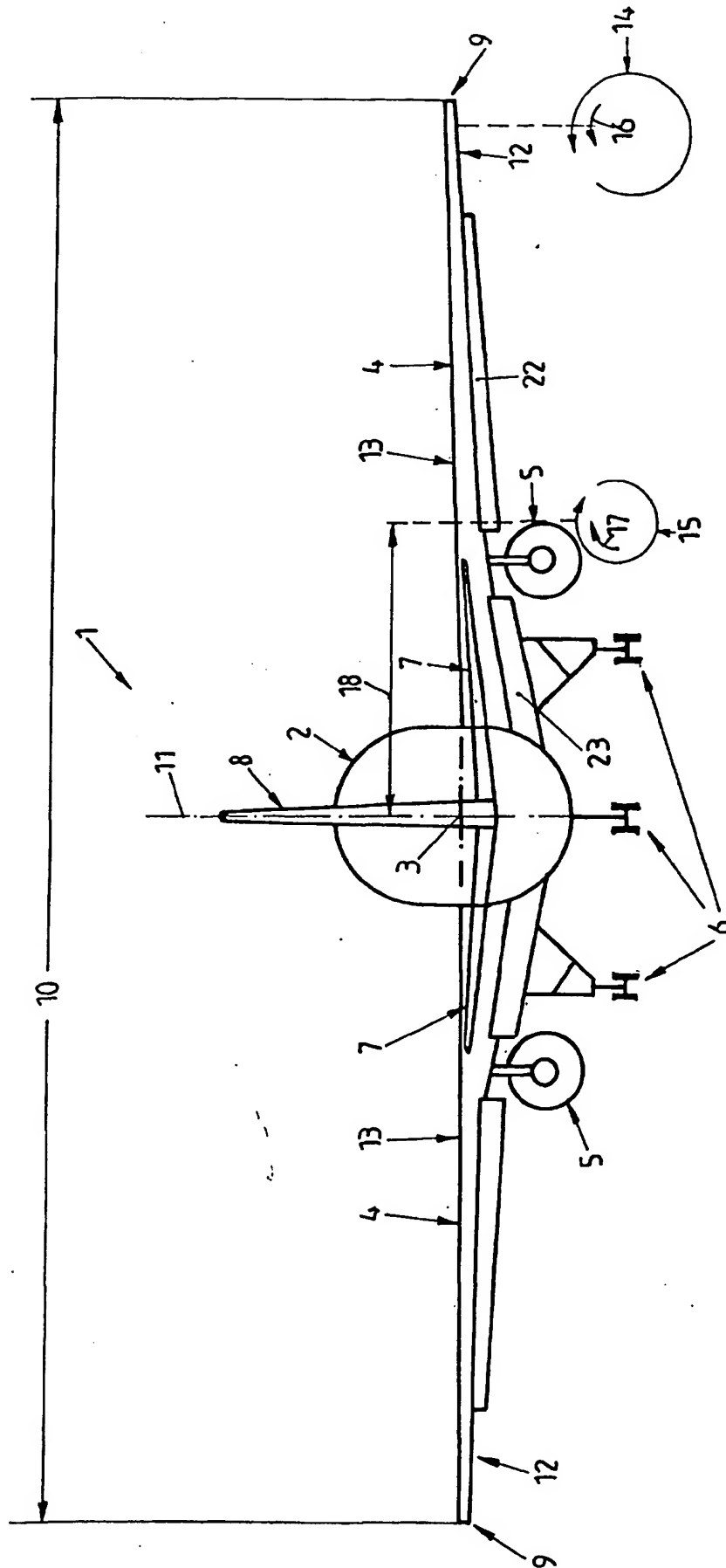
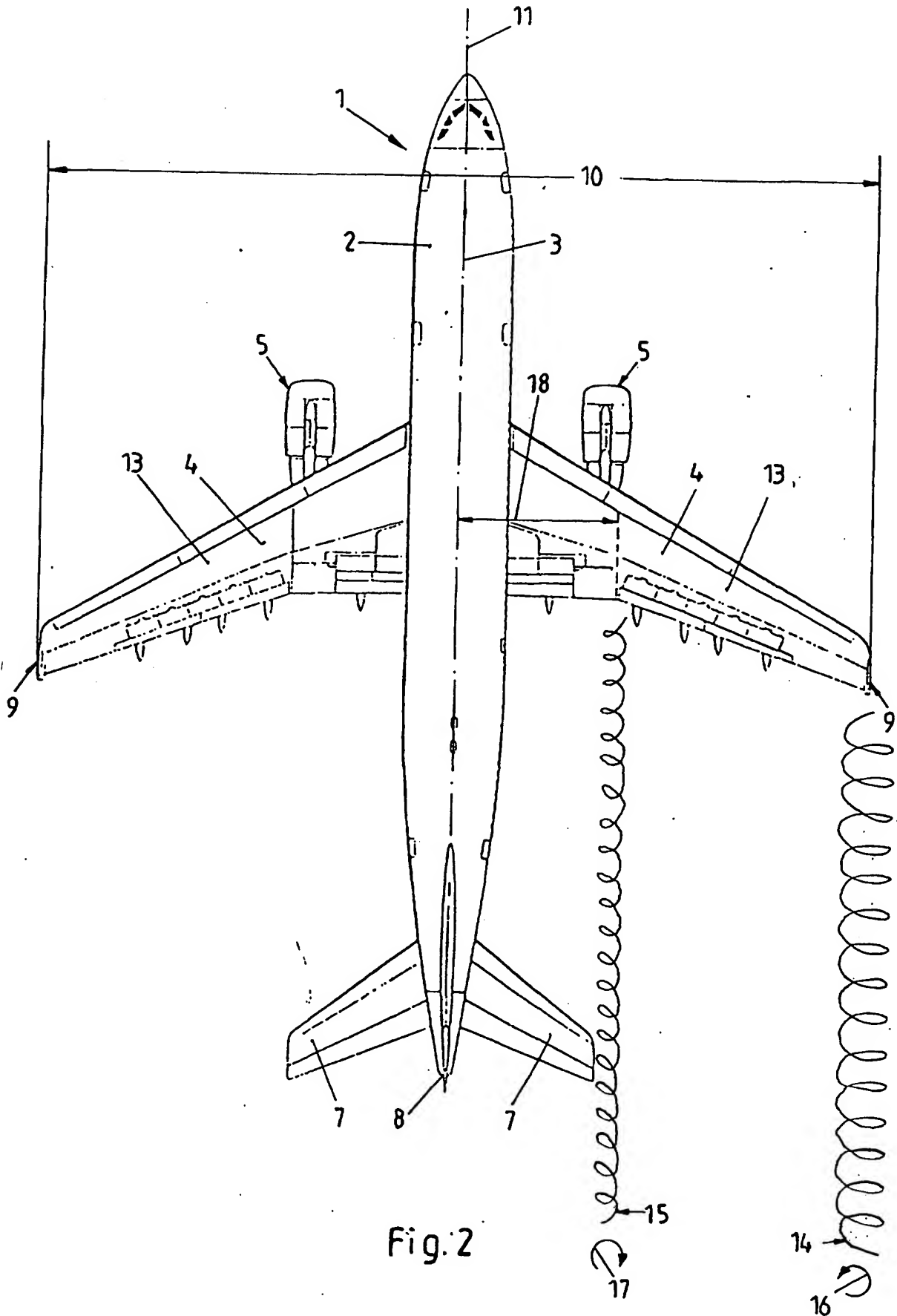


Fig. 1



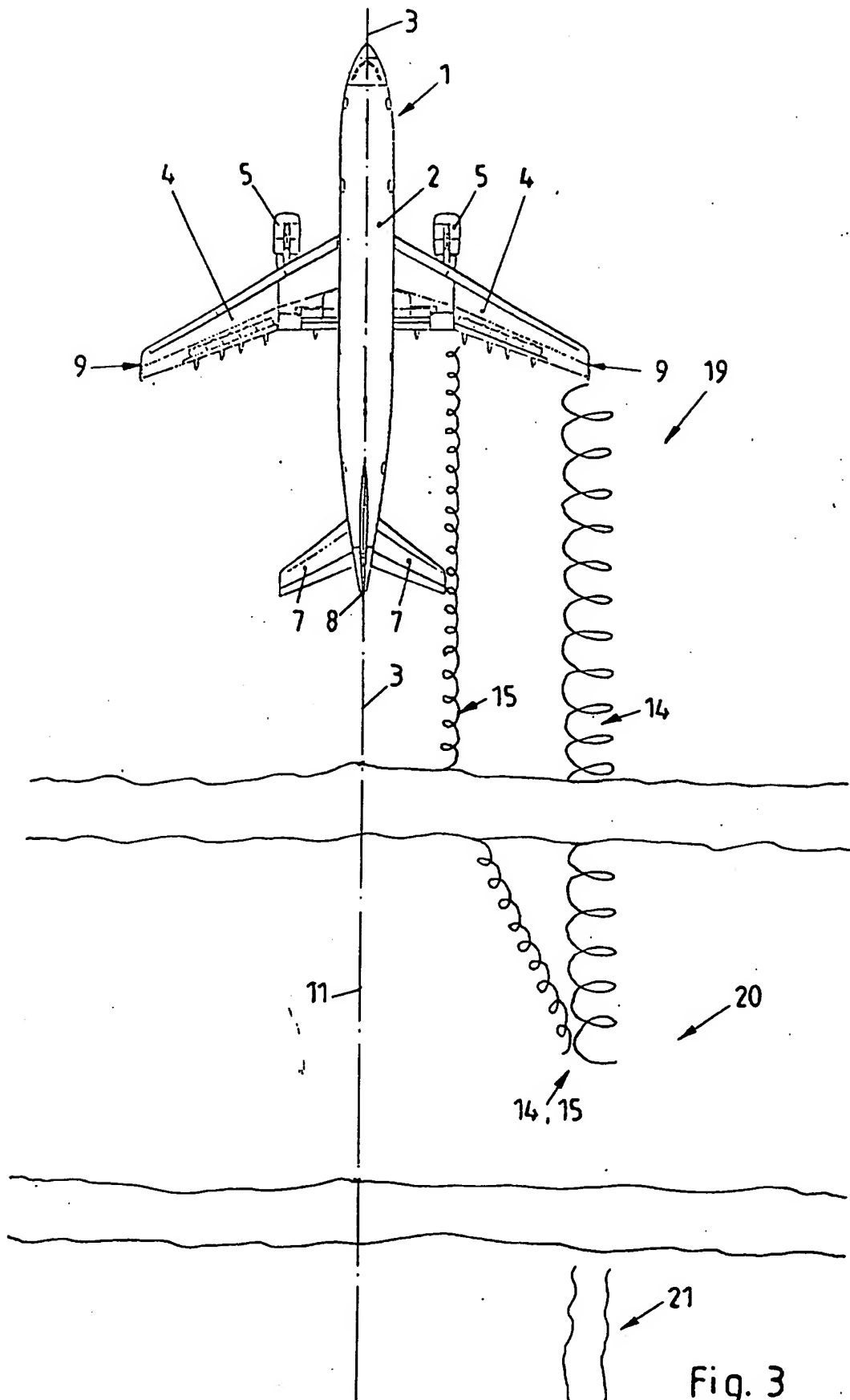


Fig. 3

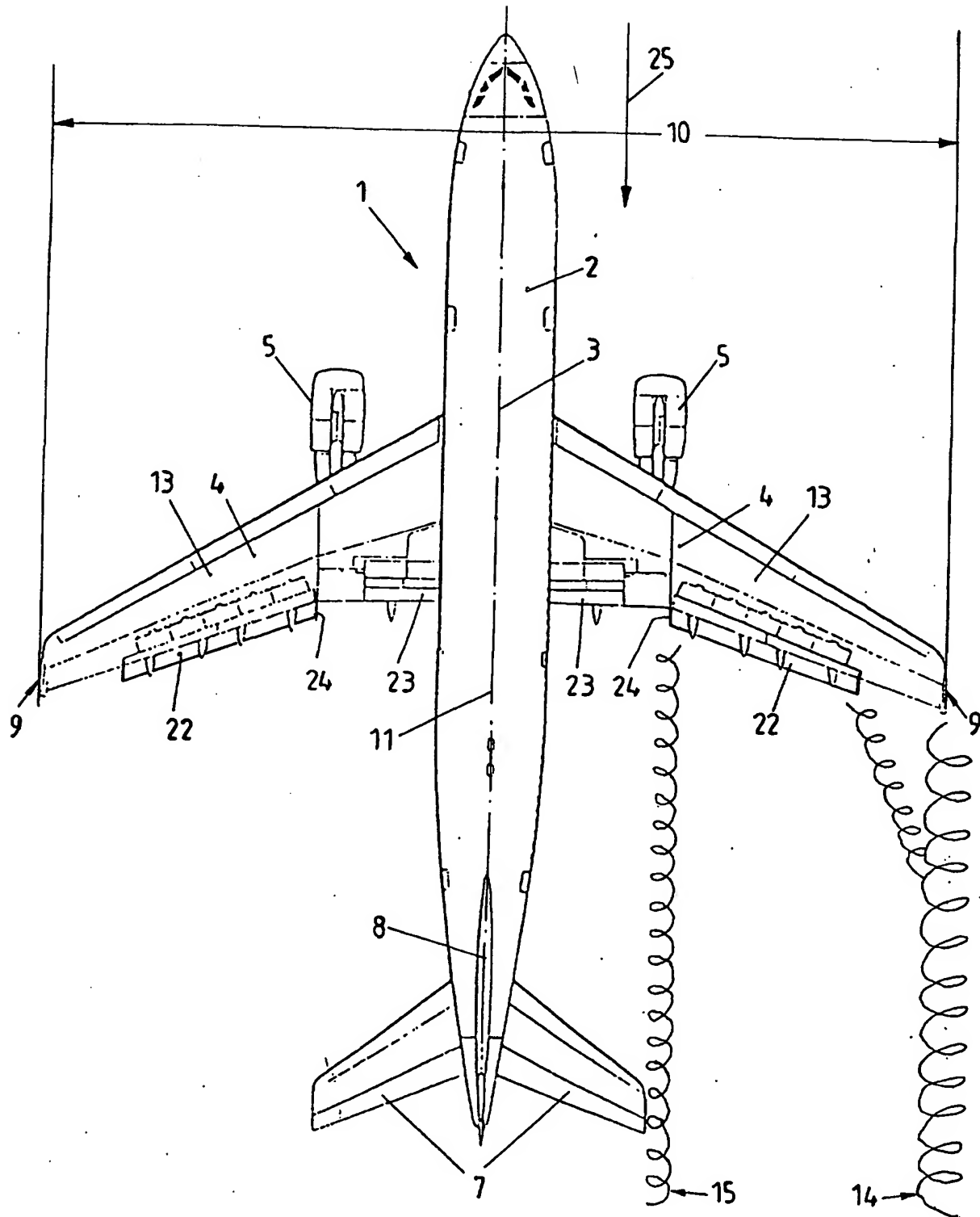


Fig. 4

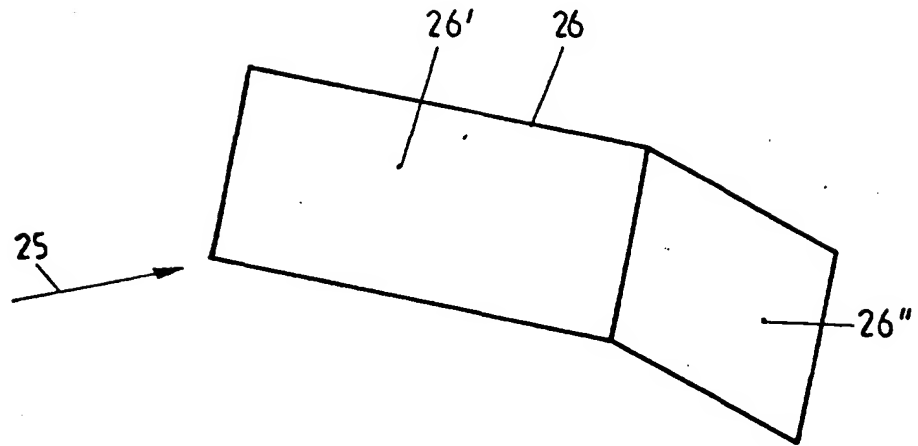


Fig. 5

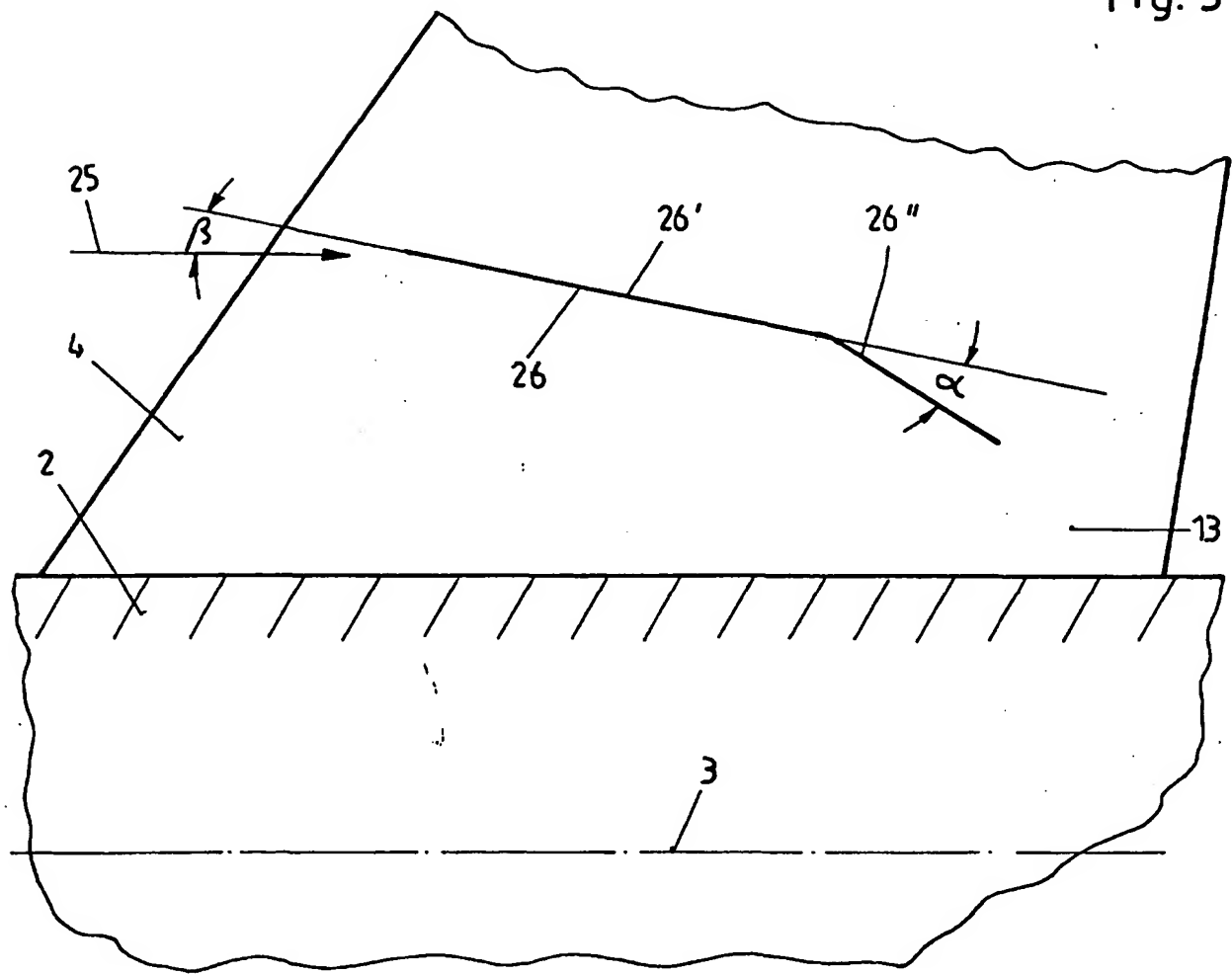
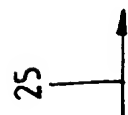


Fig. 6





13

27

28

Fig. 8

4

14



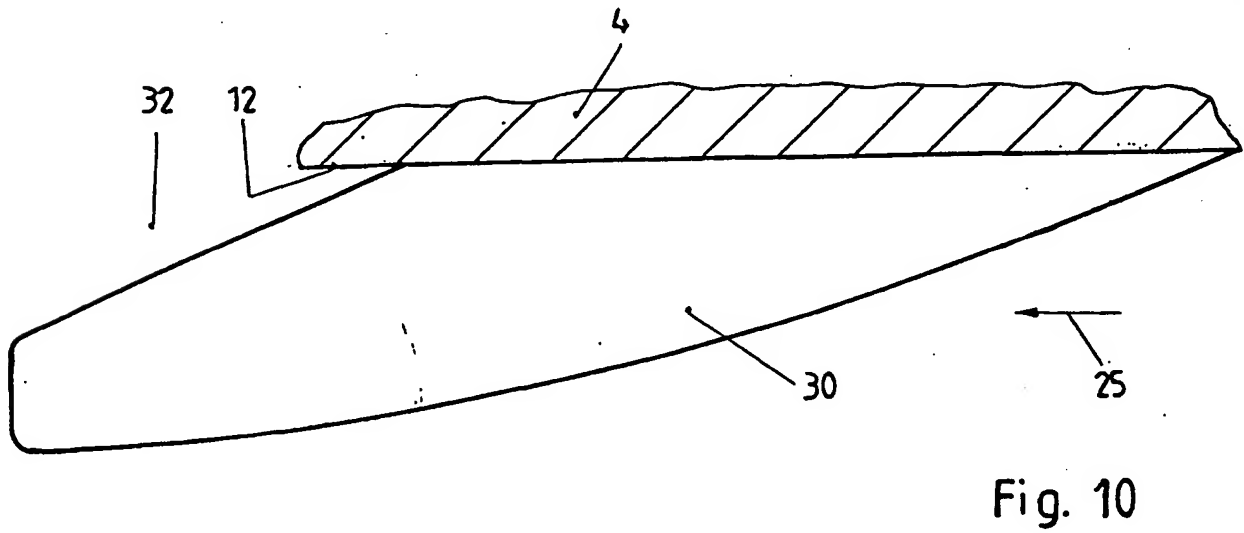
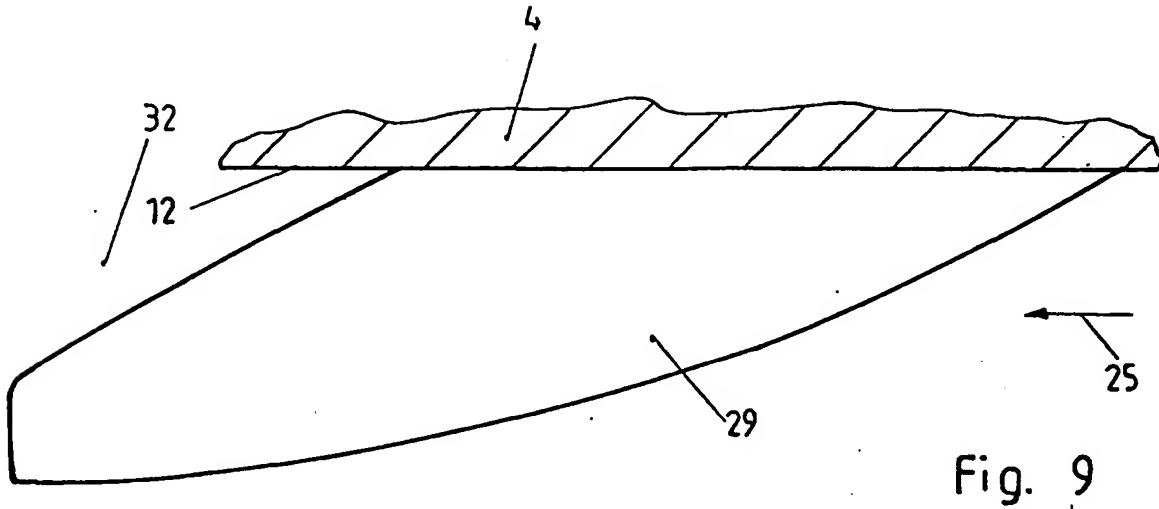
Fig. 7

27

2

25

13



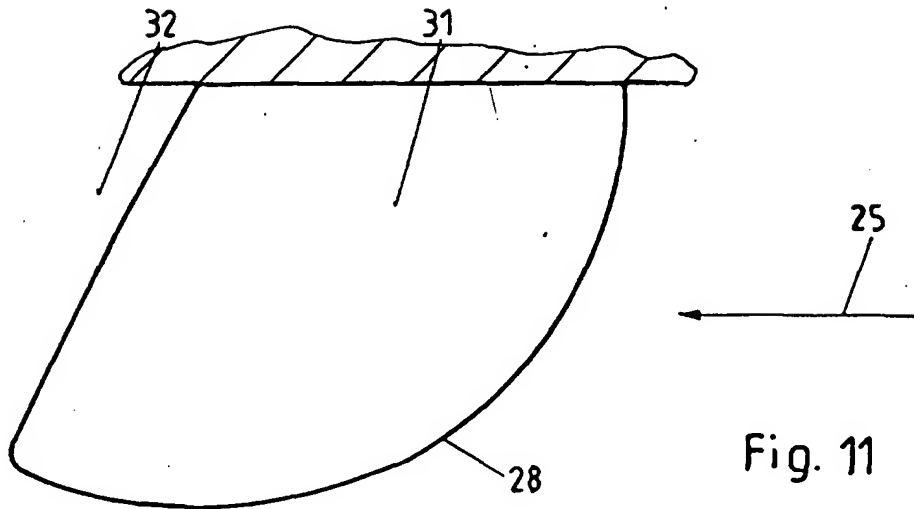


Fig. 11

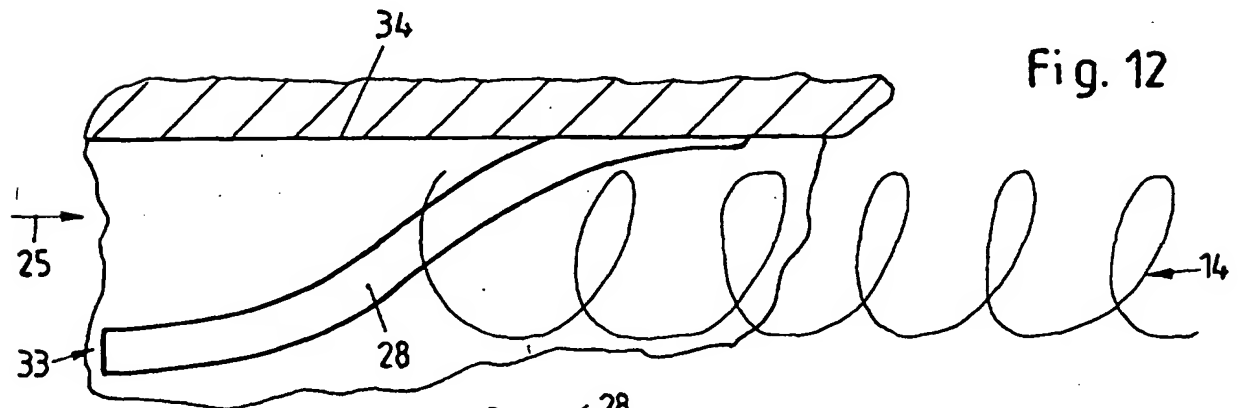


Fig. 12

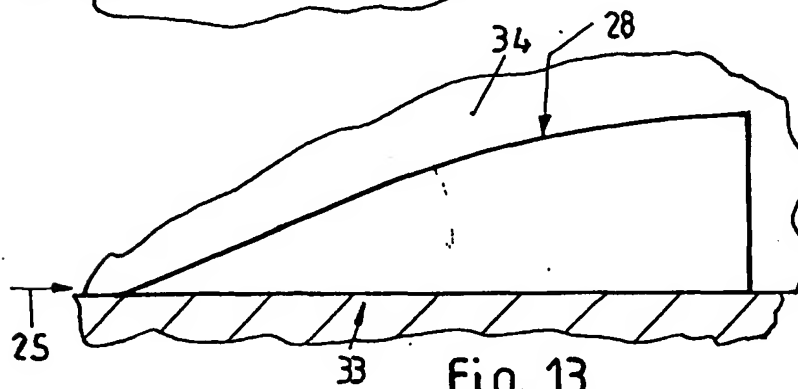


Fig. 13

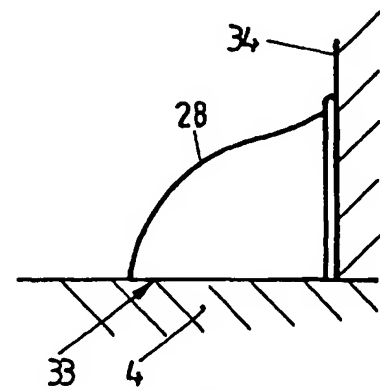
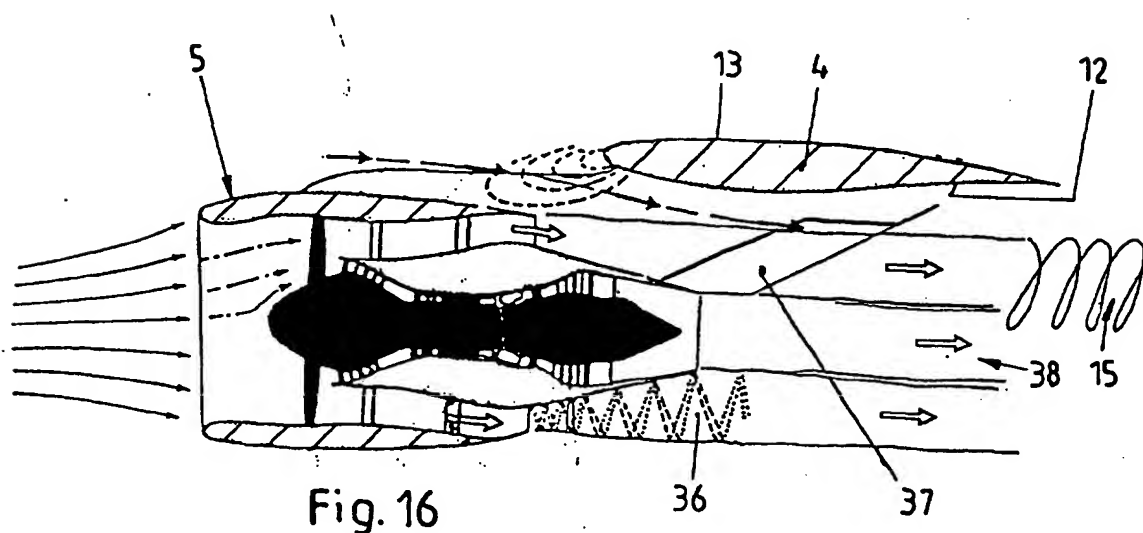
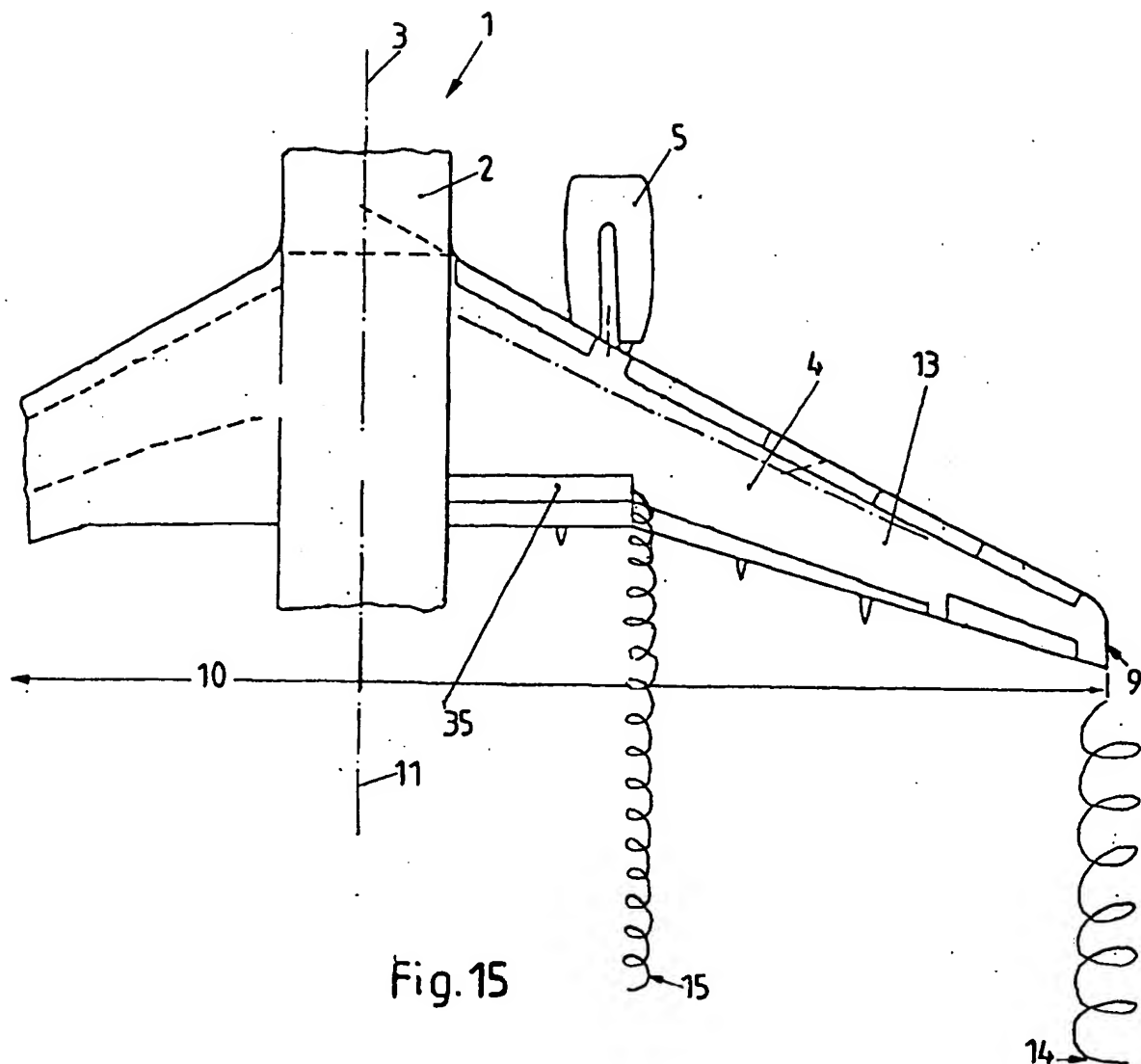


Fig. 14



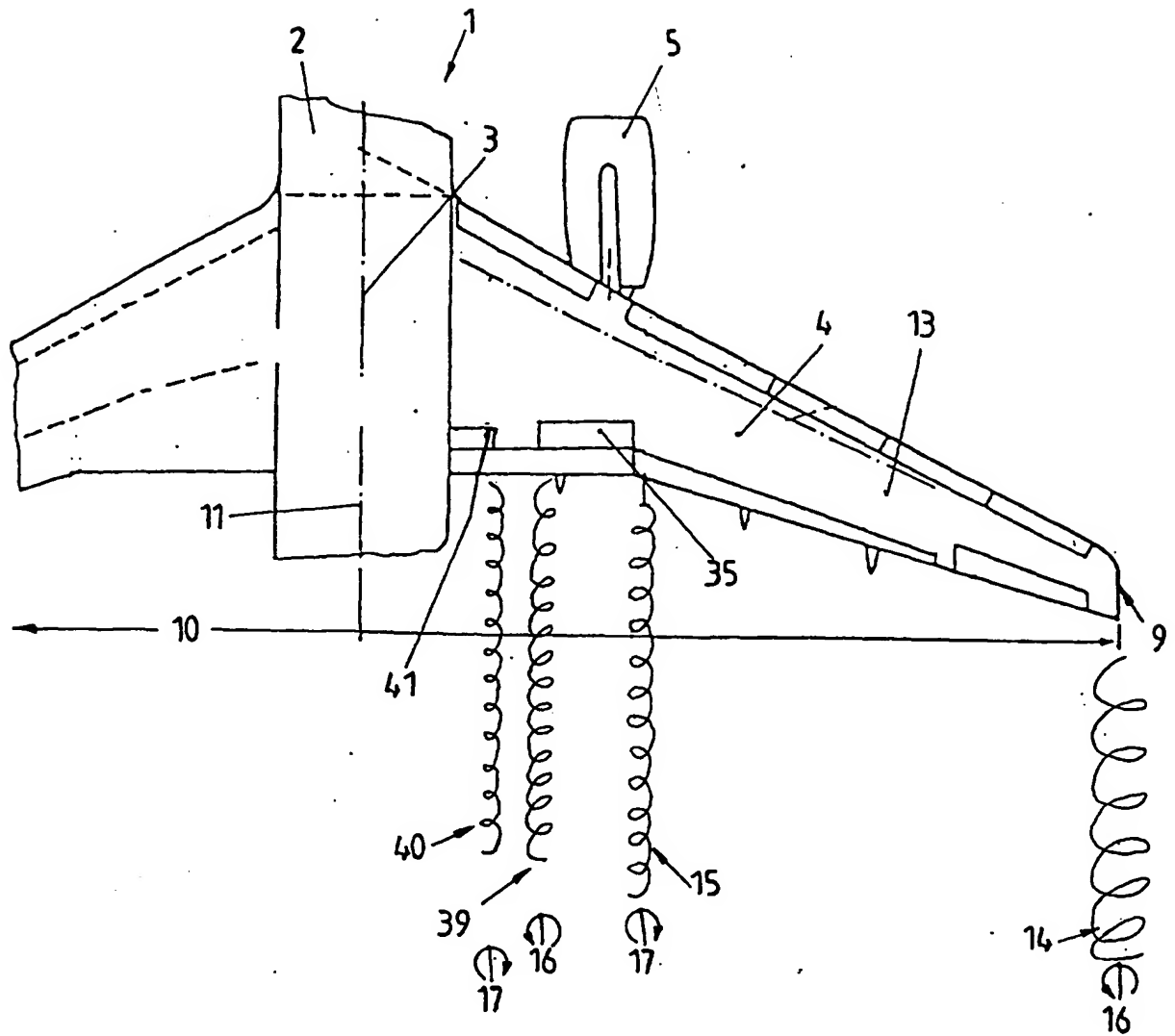


Fig. 17